



(19) RU⁽¹¹⁾ 2 087 389⁽¹³⁾ C1
(51) МПК⁶ B 64 G 1/14

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 93056082/11, 17.12.1993

(46) Дата публикации: 20.08.1997

(56) Ссылки: Патент США N 4834324, кл. B 64 G 1/14, 1989.

(71) Заявитель:
Буланов Вячеслав Васильевич,
Коваль Александр Денисович

(72) Изобретатель: Буланов Вячеслав Васильевич,
Коваль Александр Денисович

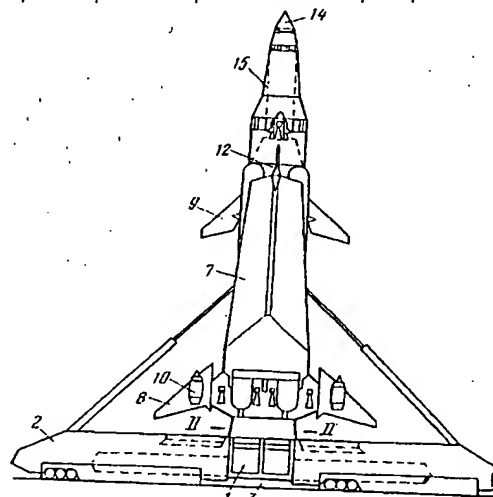
(73) Патентообладатель:
Буланов Вячеслав Васильевич,
Коваль Александр Денисович

(54) РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

(57) Реферат:

Сущность изобретения:
ракетно-космическая система содержит наземный стартовый комплекс и трехступенчатую ракету-носитель с основными и вспомогательными двигателями, при этом первая ступень ракеты-носителя выполнена спасаемой в виде расположенных по окружности и соединенных между собой ракетных блоков и снабжена кабиной пилотов со средствами аварийного спасения и аэродинамическими поверхностями, установленными с возможностью изменения конфигурации ступени для создания подъемной силы, стабилизации и управления в атмосфере. Наземный стартовый комплекс выполнен в виде жестко связанных между собой пусковых модулей, каждый из которых имеет самостоятельное функциональное назначение, вторая ступень размещена в центре между блоками, первой ступени, а третья ступень состоит из двух автономных частей, одна из которых является пилотируемым кораблем, а другая-грузовым

транспортным кораблем. 3 з.п. ф-лы, 4 ил.



Фиг.1

RU 2 087 389 C1

RU 2 087 389 C1

Изобретение относится к ракетно-космической технике, более точно к ракетно-космической системе, предназначенной для запуска и выведения на орбиту космических объектов (полезных грузов) различного назначения, а также возвращения с орбиты на Землю космических объектов с помощью пилотируемого или грузового кораблей, входящих в состав ракетно-космической системы.

В настоящее время в мировой практике известны различные ракетно-космические системы, которые включают в себя стационарный наземный стартовый комплекс (НСК) и ракету-носитель (РН), имеющие разное количество ступеней.

В частности, известна многоразовая транспортная космическая система США (Space Shuttle). Эта система имеет в первую ступень, включающую баки для топлива и окислителя, и третью ступень (орбитальную), выполненную в виде транспортного корабля. Твердотопливные блоки, закрепленные к центральному топливному баку симметрично с обеих сторон, после окончания работы сбрасываются. Транспортный корабль установлен на верхней поверхности кормовой части центрального бака. Двигательная установка этого корабля включает маршевые жидкостно-ракетные двигатели (ЖРД) и ЖРД для выполнения маневра в космосе, ориентации и стабилизации, а также два твердотопливных двигателя для аварийного спасения экипажа при старте и на активном участке траектории выведения. Система управления расположена на борту транспортного корабля. Для управления транспортным кораблем в плотных слоях атмосферы, по тангажу, крену и рысканию служат элероны и киль с рулем поворота. В передней части корпуса транспортного корабля расположена кабина экипажа, между кабиной экипажа и килем на верхней поверхности корпуса расположен отсек для полезной нагрузки. Для посадки транспортного корабля имеется трехопорное шасси.

Несмотря на все преимущества, которая имеет эта система, в то же время она содержит и недостатки, выражающиеся, в частности, в использовании твердотопливных двигателей на первой ступени, что в значительной мере снижает энергетический импульс в целом. Запуски такой космической системы могут производиться лишь в ограниченном диапазоне азимутов пуска. Конструктивная схема центрального бака довольно громоздка, так как в нее входят мощные силовые элементы и в полете он нагружен большими сосредоточенными силами. Двигатели и центральный бак имеют большой вес и габариты, что затрудняет их транспортировку на полигон со сборочных заводов.

Надо отметить что при вертикальном старте такой ракеты требуется большая тяговооруженность, то есть мощные ракетные двигатели и сложный, громоздкий и дорогостоящий стартовый наземный комплекс стационарного типа. Все это увеличивает затраты на разработку и сроки разработки, а также стоимость пуска.

Более совершенная конструкция воздушно-космической системы описана в авторском свидетельстве СССР N 5806966,

кл. В 64 G 1/14. Многоразовая система содержит наземный стартовый комплекс и первую и вторую ступени ракеты-носителя с транспортным космическим кораблем. В этой космической системе обе ступени и транспортный корабль выполнены возвращаемыми. Корпус (фюзеляж) и крыло ступеней и корабля в конструктивно-компоновочном плане представляет собой единое целое крыло-корпус. Обе ступени и транспортный корабль в плане имеют вид окружности или эллипса. Первая ступень ракеты имеет плоскую верхнюю поверхность, имеющую возможность стыковки с нижней поверхностью второй ступени ракеты. Стыковки ступеней и их центрирование производится с помощью унифицированных стыковочных узлов и центрирующих элементов. Транспортный космический корабль установлен в центре второй ступени и закреплен с пороговыми топливными баками, которые сами установлены на выдвижной платформе второй ступени. В центре транспортного корабля расположен отсек для полезной нагрузки. Воздушно-космическая система снабжена основными и вспомогательными двигательными установками, системами управления, аэродинамическими поверхностями и воздушными рулями для стабилизации и управления в атмосфере. Для стабилизации центра тяжести в полете, а также для удобства размещения полезного груза, оборудования, аппаратуры, систем и коммуникаций баки транспортного космического корабля выполнены соответственно в форме тора и расположены симметрично относительно соответствующих вертикальных осей. Конструктивно-силовые схемы первой, второй ступени и транспортного корабля идентичны и укрупненно включают в себя продольный и поперечный силовой набор (стрингеры, шпангоуты и т.д.). Такая компоновка рассмотренной космической системы обеспечивает ее высокие аэродинамические и летные характеристики. Использование жидкостных реактивных двигателей позволяет значительно увеличить энергетический ресурс системы.

Известна ракетно-космическая система, содержащая наземный стартовый комплекс и ракету-носитель с двигательными установками. Первая ступень ракеты-носителя снабжена кабиной пилотов и выполнена спасаемой в виде расположенных по окружности ракетных блоков. Ступень снабжена аэродинамическими поверхностями, установленными с возможностью изменения конфигурации ступени (патент США N 4834324, кл. В 64 G 1/14, 1989).

В то же время надо отметить, что описанные выше конструкции космических систем не учитывают целого ряда проблем, возникающих в последнее время. К ним можно отнести, например, проблему космических транспортных услуг, которая должна сочетать в себе для успешного ее решения целый ряд факторов. Основные из них это максимальная мобильность системы, возможность широкого маневра, начиная от завода изготовителя и подвижного стартового комплекса до серийно изготавливаемых ракет-носителей, обладающих большой

степенью многообразности входящих в ее состав элементов.

В основу изобретения положена задача создания ракетно-космической системы с таким конструктивным выполнением входящих в нее наземного стартового комплекса и ракеты-носителя, которое позволит обеспечить пуски с различных стартовых полигонов в любых точках мира, без нарушения экологического равновесия, а также возможность выведения на орбиту в короткие сроки полезных нагрузок для создания космических объектов сверхтяжелого веса.

Эта задача решена тем, что в ракетно-космической системе, содержащей наземный стартовый комплекс и трехступенчатую ракету-носитель с основными и вспомогательными двигателями установками, при этом первая ступень ракеты-носителя выполнена спасаемой в виде расположенных по окружности и соединенных между собой ракетных блоков и снабжена кабиной пилотов со средствами аварийного спасения и аэродинамическими поверхностями, установленными с возможностью изменения конфигурации ступени для создания подъемной силы, стабилизации и управления а атмосфере, согласно изобретению наземный стартовый комплекс выполнен в виде жестко связанных между собой модулей, каждый из которых имеет самостоятельное функциональное назначение, вторая ступень размещена в центре между блоками первой ступени, а третья ступень состоит из двух автономных частей, одна из которых является пилотируемым кораблем, а другая грузовым транспортным кораблем.

Целесообразно, чтобы один из пусковых модулей был выполнен в виде стартового стола, установленного на силовой платформе, с возможностью рассредоточения нагрузок по наземному стартовому комплексу.

Один из частных случаев изобретения предусматривает, что аэродинамические поверхности первой ступени выполнены в виде крыльев и поворотных стабилизирующих килей с установленными на них турбовентиляторными двигателями.

Другой частный случай изобретения предусматривает, что грузовой транспортный корабль третьей ступени выполнен в виде возвращаемого аппарата, снабженного рулевыми поворотными двигателями мягкой посадки. Приведенные признаки существенны и позволяют решить задачу изобретения.

Конструкция ракетно-космической системы по отношению к наземному стартовому комплексу позволяет выполнить его наиболее приспособленным для мобильного развертывания в любом регионе Земли, включая ее континентальную, морскую, а также воздушную акватории.

Изобретение позволяет использовать имеющиеся взлетно-посадочные полосы аэродромов I и II классов, что в значительной мере снижает затраты как на сооружение пусковых установок, так и на стоимость непосредственно самого пуска.

Изобретение позволяет значительно расширить диапазон действия ракеты-носителя, так как в случае ее использования, например, на различных морских стартовых сооружениях, могут быть

задействованы наиболее благоприятные с энергетической точки зрения экваториальные широты.

Изобретение позволяет осуществить посадку грузового корабля в любом необходимом расчетном месте, а также неоднократно его использовать без значительных доработок и модернизации.

На фиг.1 схематично показан общий вид ракетно-космической системы, согласно изобретению, фронтальная проекция; на фиг.2 сечение II-II, показанное на фиг. 1; на фиг.3 схематично показывает I ступень ракеты-носителя, вид в плане, в момент посадки; на фиг.4 грузового транспортного корабля III ступени, вид сбоку, в момент посадки.

Предложенная ракетно-космическая система (фиг.1-3) включает в себя наземный стартовый комплекс 1, представляющий собой группу компактных модулей 2, каждый из которых имеет самостоятельное функциональное назначение. Модули 2 жестко связаны между собой для установки ракеты-носителя на стартовый стол, удержания ее в вертикальном положении и проведения всех предстартовых операций. При этом, по меньшей мере, один из модулей 2 является стартовым столом, причем под ним установлены стартовые платформы 3, предназначенные для рассредоточения воспринимаемых ими нагрузок при старте ракеты-носителя. Ракета-носитель содержит три ступени. Первая ее ступень имеет изменяемую конфигурацию и конструктивно выполнена в виде расположенных по окружности ракетных блоков 4 (фиг.2), образующих центральную полость, внутри которой размещена вторая ступень ракеты-носителя, выполненная в виде одного ракетного блока 5. Кроме того, первая ступень содержит основные двигатели 6, вспомогательные двигатели (не показаны) и аэродинамические поверхности, представляющие собой консоли 7 крыла для создания подъемной силы, кили 8 для стабилизации, ориентации первой ступени в полете и управляющие элементы 9 для обеспечения горизонтального полета. Кили 8 выполнены поворотными и на них закреплены турбовентиляторные двигатели 10. Для управления полетом первой ступени ракеты-носителя также имеются рулевые двигатели 11, расположенные в ее хвостовой части. Так как первая ступень является многократно используемой, то в ней используется автоматический и ручной способ посадки. В связи с этим, она снабжена кабиной 12 пилотов, оборудованной средствами аварийного спасения.

Вторая ступень ракеты-носителя предназначена для увеличения суммарной скорости полета и выполнена в одноразовом варианте, причем основные двигатели 13 этой ступени имеют повышенный ресурс работы и выполнены идентично основным двигателям первой ступени, с целью их дублирования в случае аварийной ситуации.

Третья ступень ракеты-носителя состоит из двух автономных частей, одна из которых является пилотируемым кораблем 14, а другая грузовым транспортным кораблем 15. Грузовой транспортный корабль 15 третьей ступени выполнен в виде возвращаемого аппарата (фиг.4), снабженного рулевыми

RU 2 0 8 7 3 8 9 C 1

RU 2 0 8 7 3 8 9 C 1

поворотными двигателями 16 мягкой посадки. Кроме того он содержит осевой двигатель 17 и поворотные динамические стабилизирующие щитки 18. При посадке корабля 15 его ориентация обеспечивается опорами 19.

Работа предложенной ракетно-космической системы осуществляется следующим образом. После изготовления функциональных модулей на заводе-изготовителе они транспортируются к месту старта, где производится их жесткая стыковка в единый наземный стартовый комплекс. Аналогичным способом, в случае необходимости, они могут быть перебазированы в любое место старта. Первая ступень ракеты-носителя с развернутыми несущими и управляющими поверхностями (фиг. 3) вместе с размещенной в ней второй ступенью с помощью летного экипажа осуществляет самостоятельное перебазирование с завода на место старта. Третья ступень ракеты-носителя доставляется с завода на место старта с помощью транспортных средств. Далее осуществляется горизонтальная стыковка всех элементов ракеты, причем несущие консоли крыла складываются, и установка последней на подъемный ложемент, совмещенный с башней обслуживания. Образованный модуль самостоятельно передвигается в зоне старта и стыкуется к стартовому столу, устанавливая ракету-носитель из горизонтального в вертикальное положение. Затем после завершения всех предстартовых операций подъемный ложемент с башней обслуживания отстыковывается от стартового стола и отводится на безопасное расстояние, а на его место пристыковывается один из компактных модулей наземного комплекса.

Затем производится пуск ракеты-носителя и осуществляется ее вывод на рабочую орбиту. В процессе вывода и при работе основных двигателей первой ступени ее конфигурация остается неизменной. После окончания работы основных двигателей I ступени и разделения ее со второй ступенью, происходит раскрытие консолей 7 крыла и поворот килей 8. При этом в носовой и хвостовой частях ступени имеются надувные обтекатели 20, герметизирующие центральную полость ступени и сопла двигателей от попадания в них камней, пыли и воды при горизонтальной посадке и взлете ступени. В такой конфигурации первая ступень с помощью пилотов осуществляет программный разворот, горизонтальный полет и посадку в расчетное место.

Полет второй ступени осуществляется в соответствии с программой, после чего она

отделяется от третьей ступени и уничтожается. Полет третьей ступени может быть реализован в нескольких вариантах. Так как она выполнена из двух автономных частей, то с ее помощью может быть произведена доставка полезного груза на орбиту и с орбиты, а также управляемый полет космического корабля с экипажем.

В результате проведенных исследований было установлено, что стоимость одного пуска предложенной ракетной системы с высокой степенью многообразности входящих в ее состав элементов составляет около 25 млн. долл. что в пересчете на 1 кг полезной нагрузки составляет около 360 долларов.

Таким образом, как видно, стоимость одного пуска предложенной системы намного дешевле всех известных и эксплуатируемых ракетно-космических систем.

Формула изобретения:

1. Ракетно-космическая система, содержащая наземный стартовый комплекс и трехступенчатую ракету-носитель с основными и вспомогательными двигательными установками, при этом первая ступень ракеты-носителя выполнена спасаемой в виде расположенных по окружности и соединенных между собой ракетных блоков и снабжена кабиной пилотов со средствами аварийного спасения и аэродинамическими поверхностями, установленными с возможностью изменения конфигурации ступени для создания подъемной силы, стабилизации и управления в атмосфере, отличающаяся тем, что наземный стартовый комплекс выполнен в виде жестко связанных между собой пусковых модулей, каждый из которых имеет самостоятельное функциональное назначение, вторая ступень размещена в центре между блоками первой ступени, а третья ступень состоит из двух автономных частей, одна из которых является пилотируемым кораблем, а другая грузовым транспортным кораблем.

2. Система по п.1, отличающаяся тем, что один из пусковых модулей выполнен в виде стартового стола, установленного на силовой платформе с возможностью рассредоточения нагрузок по наземному стартовому комплексу.

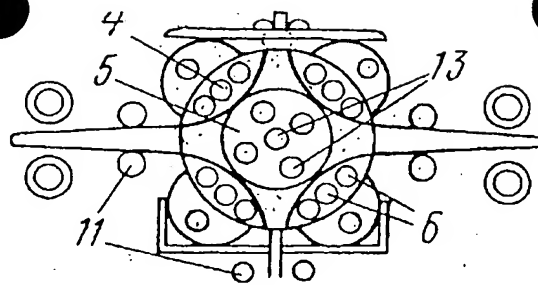
3. Система по пп.1 и 2, отличающаяся тем, что аэродинамические поверхности первой ступени выполнены в виде крыльев и поворотных стабилизирующих килей с установленными на них турбовентиляторными двигателями.

4. Система по пп.1 3, отличающаяся тем, что грузовой транспортный корабль выполнен в виде возвращаемого аппарата, снабженного рулевыми поворотными двигателями мягкой посадки.

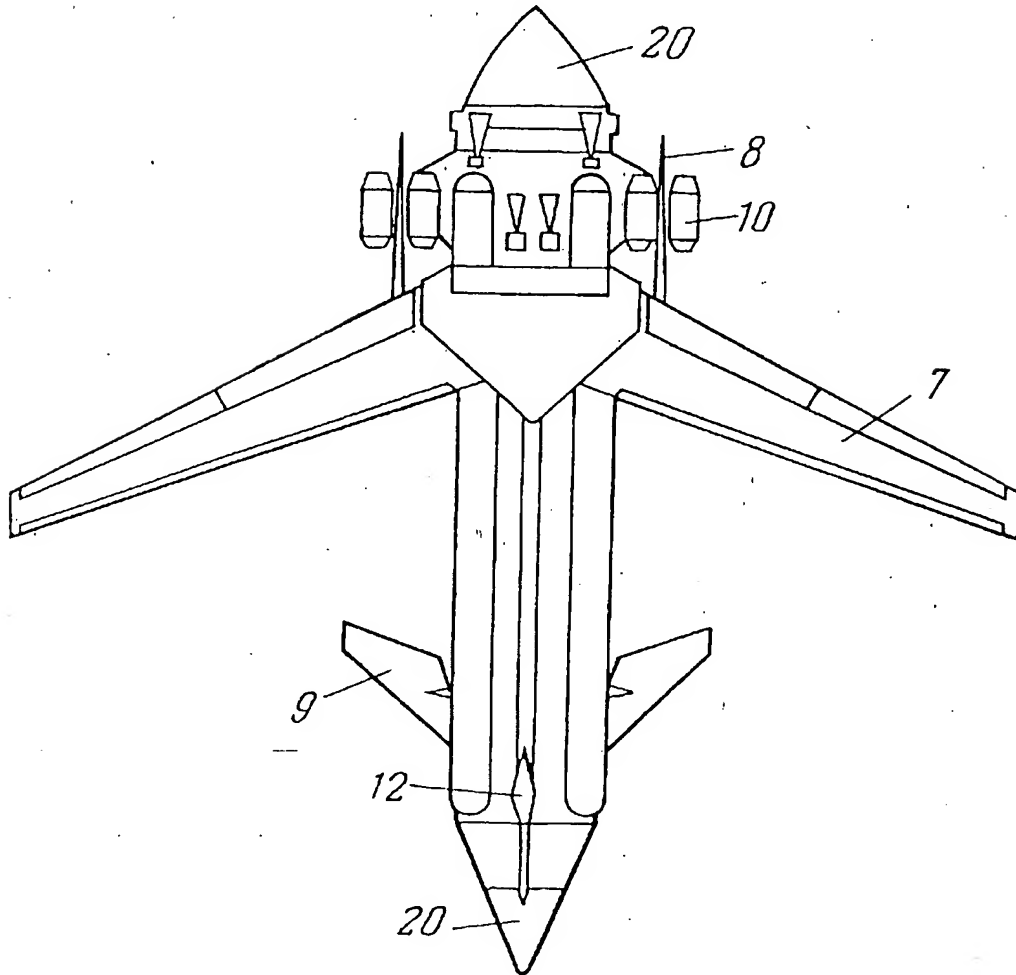
RU 2087389 C1

RU 2087389 C1

RU 2087389 C1



Фиг.2



Фиг.3

RU 2087389 C1

(54) ROCKET AND SPACE SYSTEM

(57) Abstract

Essence of invention: a rocket and space system comprises a terrestrial launching complex and a three-stage launch vehicle with main and auxiliary power plants, wherein a first stage of the launch vehicle is made reusable and in the form of rocket units connected to each other, and is provided with a cockpit having emergency rescue means and aerodynamic surfaces mounted to change a stage configuration for creation of the lift force, stabilization and control in atmosphere. The terrestrial launching complex is made as rigidly interconnected launch modules each having an independent functional designation, wherein a second stage is placed in the center between the units of the first stage, while a third stage consists of two autonomous parts, one being a manned spacecraft, and the other being a cargo spacecraft.

... To control the flight of the first stage of the launch vehicle, there are also steering motors 11 located in a tail portion of said stage. Since the first stage is reusable, it uses automatic and manual landing modes. In this regard, said stage is provided with a cockpit 12 equipped with emergency rescue means.

The second stage of the launch vehicle is designed to increase a total flight speed and is made one-shot, wherein the main engines 13 of this stage have an increased operation resource and are made identically to the main engines of the first stage for their duplication in case of emergency situation ...

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

☒ **BLACK BORDERS**

☒ **IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**

☒ **FADED TEXT OR DRAWING**

☐ **BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING**

☐ **SKEWED/SLANTED IMAGES**

☒ **COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS**

☐ **GRAY SCALE DOCUMENTS**

☐ **LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT**

☐ **REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY**

☐ **OTHER:** _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.